

· 特邀综述 ·

## 基于绳牵引并联支撑的风洞复杂动态试验技术研究进展

王晓光\*, 林 麒

(厦门大学航空航天学院, 福建 厦门 361005)

**摘要:** [背景] 新一代先进战斗机的研制更加强调高机动性、高敏捷性, 要求飞行器具有良好的大迎角过失速机动能力, 需要掌握复杂机动过程伴随的飞行器机体的大面积流动非对称性/分离、旋涡破裂、多涡系结构等复杂现象和规律, 这对风洞复杂动态试验能力提出了高的要求。绳牵引并联支撑是基于机器人技术的一种新型机构, 具有刚度较大, 动态性能良好等优点, 为风洞试验提供了一种新的手段。[进展] 本文首先简要论述已有基于传统硬式支撑方式的动态风洞试验能力; 然后针对新型的绳牵引并联支撑, 分析国外在风洞试验中的应用研究现状, 并通过梳理关键技术问题, 重点阐述本研究团队近年来在组合动导数、大迎角、旋转弹箭、多自由度耦合等复杂动态气动力风洞试验研究中取得的相关进展。[展望] 最后指出绳牵引并联支撑可以通过加强布局优化设计和智能化控制, 进一步提高支撑系统的综合性能; 并结合流场测量等手段, 进一步提升其在风洞动态试验中的能力。上述总结与分析可为绳牵引并联支撑技术在风洞试验中的工程应用提供一定的理论指导与技术支持。

**关键词:** 风洞试验; 绳牵引并联支撑; 大迎角; 动态; 多自由度耦合; 智能化

中图分类号: V 221

文献标志码: A

文章编号: 0438-0479(2025)02-0213-13

## Advances in complex dynamic wind tunnel testing technology based on wire-driven parallel suspension

WANG Xiaoguang\*, LIN Qi

(School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361005, China)

**Abstract:** [Background] The development of the next generation of advanced fighter aircraft places a great emphasis on high maneuverability and agility. This emphasis requires that aircrafts must secure excellent post-stall maneuvering capabilities at high angles of attack (AoAs). It is necessary to understand the complex phenomena and patterns associated with large-scale asymmetric flow/ separation, vortex breakdown, and multi-vortex structures during high-angle-of-attack maneuvers. This necessity places high demands on the capability of wind tunnels to conduct complex dynamic tests. Herein, we propose that wire-driven parallel suspension, a new mechanism based on robotic technology, offers advantages such as high stiffness and good dynamic performance, providing a new means for wind tunnel testing. [Progress] First, this paper briefly discusses the existing dynamic wind tunnel testing capabilities based on traditional rigid support methods. Then, it analyzes the current state of abroad research and application of wire-driven parallel suspension in wind tunnel tests. By identifying key technical issues, the paper highlights the recent progress made by our research team in complex dynamic wind tunnel tests, particularly with the focus on high angles of attack and multi-degree-of-freedom coupling. [Perspective] Finally, we propose that the comprehensive performance of the wire-driven parallel suspension system can be further improved through strengthened layout optimization design and intelligent control. Additionally, by integrating methods such as flow field measurement, its capabilities in wind tunnel dynamic testing can be further enhanced. Hopefully, the

收稿日期: 2024-11-14 录用日期: 2025-02-09

基金项目: 国家自然科学基金(12172315, 12072304, 11702232, 11472234, 11072207, 50475099)

\* 通信作者: xgwang@ xmu. edu. cn

引文格式: 王晓光, 林麒. 基于绳牵引并联支撑的风洞复杂动态试验技术研究进展[J]. 厦门大学学报(自然科学版), 2025, 64(2): 213-224.

Citation: WANG X G, LIN Q. Advances in complex dynamic wind tunnel testing technology based on wire-driven parallel suspension[J]. J Xiamen Univ Nat Sci, 2025, 64(2): 213-224. (in Chinese)



summary and the analysis proposed herein can offer theoretical guidance and technical support for the engineering application of wire-driven parallel suspension technology in wind tunnel tests.

**Keywords:** wind tunnel test; wire-driven parallel suspension; high angle of attack; dynamic; multi-degree-of-freedom coupling; intellectualization

随着航空科学技术的快速发展,新一代先进战斗机的研制更加强调高机动性、高敏捷性等,要求具有良好的大迎角运动特性,具备大迎角过失速机动能力,这对提升战斗机的战术性能和作战效能具有重要意义<sup>[1]</sup>.在大迎角机动过程中,常伴随飞行器机体大面积流动非对称性/分离、涡破裂及非对称畸变、多涡系结构等复杂现象,不仅导致气动力的非定常效应显著增加,而且也呈现出较强的非线性、纵横向交叉耦合、迟滞等特征,同时还存在多自由度运动耦合、惯性耦合、耦合共振,进一步诱发非指令、非稳定运动形式,如锥形运动、摇摆等.这些因素对飞行性能影响很大,给飞行稳定性和控制带来严峻挑战.

计算流体动力学(CFD)与风洞试验是飞行器设计阶段获取关键气动数据的两种重要手段.虽然随着数值计算方法的进步,CFD能力得到增强,但仍需要风洞试验提供精准的数据进行验证.尤其针对大迎角非定常气动特性,更需要研发相应的风洞试验方法和装置以探索气动/运动规律.大迎角机动一般是多自由度耦合运动,如典型机动动作 Herbst,其表现为俯仰、滚转、偏航、升沉等耦合运动形式,具有强烈的多自由度动态气动力特性.而目前典型的动态试验,如绕体轴的单自由度强迫振荡、双自由度耦合振荡,以及绕速度轴的旋转流场振荡等,常采用“模型-天平-支柱”尾撑形式,但该类型支撑刚度有限,尤其在大迎角非定常气动力作用下容易引起振动,增大测量误差,降低动态试验精度.因此,迫切需要发展大迎角多自由度耦合试验支撑技术,以满足先进战斗机高机动特性的研发需求.

绳牵引并联支撑系统(wire/cable-driven parallel suspension system)是基于并联机器人技术的一种新型机构,具有可伸缩性,通过传动机构调整绳索的长度很容易实现较大的工作空间,同时具有结构简单、成本低、响应速度快、动态性好等优点,非常适用于机械加工、装卸运载、医疗康复,以及飞行器研发等领域,已成为近年来研究的热点<sup>[2-3]</sup>.在航空应用方面,与传统的风洞试验支撑方式相比,采用绳牵引并联机构作为飞行器模型的支撑方式可根据试验项目的需求选择和调整系统刚度,既能够有效减小对流场的干扰,提高试验结果的精准度,又能适应特殊构型模型

的支撑需求,如旋转弹箭,以及需要飞行器进行多姿态角耦合运动、大迎角、大位移变化的特种实验(如大幅值振荡气动力测量、模型底部压力测量),以及复杂动态实验等<sup>[4]</sup>.因此,基于绳牵引并联支撑技术,提高风洞试验模拟精准度,解决复杂模型支撑以及满足特殊实验要求,提升风洞复杂动态试验能力,将具有重要的理论研究意义和工程应用价值.

本文首先简要论述已有基于传统硬式支撑方式的动态风洞试验能力,以及国外采用绳牵引并联支撑方式所开展的风洞试验研究状况;然后梳理关键技术问题,阐述本研究团队所取得的复杂动态风洞试验研究进展;最后总结分析绳牵引并联支撑技术的发展趋势.

## 1 硬式支撑风洞动态试验技术

战斗机在进行大迎角过失速机动时体现为多自由度运动,这里将重点介绍典型的飞机模型风洞多自由度动态试验装置和技术.

国外,美国弗吉尼亚理工研制了一种尾撑方式三自由度运动装置 DyPPiR,可以实现升沉、大幅俯仰、大幅滚转耦合运动,并基于试验数据研究了气动力的迟滞特性和建模方法<sup>[5]</sup>.Bihrlle 研究所设计了可以同时绕速度轴旋转和绕机体轴转动的多轴运动装置,用于过失速/尾旋特性研究<sup>[6]</sup>.俄罗斯 SibNIA 和 TsAGI 研究院先后研制了一种腹撑和背撑三自由度(俯仰/滚转/偏航)动态机构,分别研究了尾旋特性,以及大迎角下机翼摇摆现象及其控制律<sup>[7-8]</sup>.

英国布里斯托大学研制了一种五自由度动态试验装置,可以实现除来流方向线位移外的其他运动形式(图 1),其主要用于虚拟飞行试验技术研究,即通过

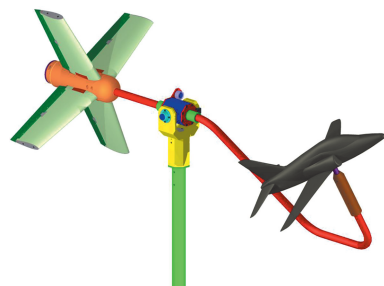


图 1 英国五自由度支撑<sup>[9]</sup>

Fig. 1 The five-DOF support system of UK<sup>[9]</sup>

控制舵面进行多种不同自由度的动态试验,研究飞机模型的气动力迟滞效应、极限环振荡、大迎角区间的横航向偏离特性,以及参数辨识和控制律验证等<sup>[9]</sup>. 德国在 DNW-NWB 风洞中建立了一种六自由度并联运动试验台 MPM(图 2),可以模拟复杂的机动动作,且通过控制鸭翼、襟翼以及舵面转动,记录运动过程中的气动和姿态数据,进行气动/运动/控制特性研究<sup>[10]</sup>. 此外,为了实现真正意义上的六自由度无约束风洞试验,美国率先发展了风洞模型自由飞试验技术<sup>[11]</sup>,其本质上是一种广义的虚拟飞行试验.

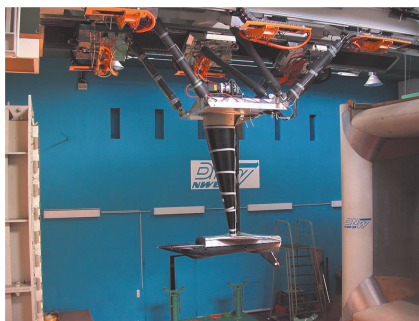


图 2 德国六自由度 MPM 试验台<sup>[10]</sup>

Fig. 2 Six-DOF MPM test rig of Germany<sup>[10]</sup>

国内,多家科研院所和高校也具备了双/多自由度动态试验研究能力. 例如,中国空气动力研究与发展中心研制的双自由度耦合运动装置,可以实现俯仰/滚转、俯仰/偏航以及偏航/滚转的组合运动,并在立式风洞中建立了同时开展旋转流场与振荡动导数的试验装置,用于分析旋转运动对动导数的影响<sup>[12-13]</sup>. 此外,还研制了一种六自由度刚性并联机构,可以实现单自由度和多自由度耦合复杂运动,具有较大工作空间、高运动精度和高速等特点,满足低速风洞试验要求,并具体开展了纯俯仰运动,直接获得俯仰阻尼动导数<sup>[14]</sup>. 航空工业空气动力研究院开发了一套低速风洞双自由度大幅振荡试验技术,通过动态标准模型试验的典型结果分析,验证了其有效性;建立了旋转流场下的单自由度振荡机构,以旋转+大幅俯仰运动实验为例,着重分析了不同运动参数对气动特性的影响<sup>[15-16]</sup>. 南京航空航天大学设计了一种两自由度耦合运动试验台,可以模拟大迎角偏航/滚转及俯仰/滚转耦合运动<sup>[17]</sup>;还研发了一套五自由度动态混联机构,开展了翼身组合体的传统动导数以及摇摆试验<sup>[18]</sup>. 北京航空航天大学研制了一种模拟 Herbst 机动的风洞虚拟飞行试验装置,可以实现快速拉起、圆锥运动以及绕体轴滚转等运动的组合;并针对机翼摇摆问题,开展了两自由度的俯仰/自由摇摆运动试验,

分析了动态迎角变化对前体非对称涡诱导机翼摇摆运动的影响及产生机理<sup>[19]</sup>.

由上述可知,目前风洞多自由度动态试验可以分为三类. 第一类是绕机体轴转动的耦合振荡试验,包括强迫/强迫振荡、以及强迫振荡/自由转动类型. 第二类是绕速度轴转动的动态试验,其可以看作是一种广义的多自由度耦合运动,包括旋转天平试验,以及旋转流场下的振荡试验. 第三类是风洞模型飞行试验,包括三/四/五自由度的风洞虚拟飞行试验,以及带动力无约束的水平风洞自由飞试验,主要用于气动/运动/控制一体化特性研究. 而针对大迎角非定常气动特性研究,主要采用前两类动态试验方式,但受限于硬式支撑方式的动态性能,还无法实现具有较宽泛模拟能力的多参数耦合的三或更多自由度强迫动态试验,限制了对大迎角非定常气动特性的深入研究.

## 2 绳牵引并联支撑风洞动态试验系统

### 2.1 国外绳牵引并联支撑系统研究现状

绳牵引支撑具有对流场干扰较小、动态性能良好等特点,已广泛应用于风洞试验研究,如全模颤振、动导数、虚拟飞行、旋转弹箭等试验<sup>[4]</sup>. 其中,六自由度绳牵引并联支撑更是受到关注. 例如,法国宇航研究局(ONERA)的 Lafourcade 首次提出将其应用于风洞试验<sup>[20]</sup>(图 3),并开展了低速风洞绳牵引并联支撑(SACSO)研究. 具体采用九根牵引绳实现不同控制方式,如纯位置控制实现六自由度强迫运动、力/位混合控制实现强迫+自由运动. 德国汉堡工业大学与杜伊斯堡-埃森大学等合作设计了八绳牵引的船体模型支撑系统,将其用于风洞测量船体周围的速度和压力分布<sup>[21]</sup>. 美国乔治亚理工 Lambert 课题组针对轻小尺寸的钝体模型,提出采用一种八绳牵引支撑方式,通过粒子图像测速(PIV)、热线风速仪等进行流场综合分析,重点研究低速来流下模型单自由度运动时尾迹涡

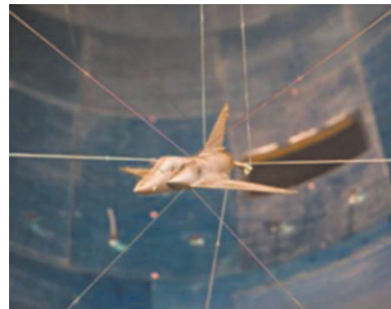


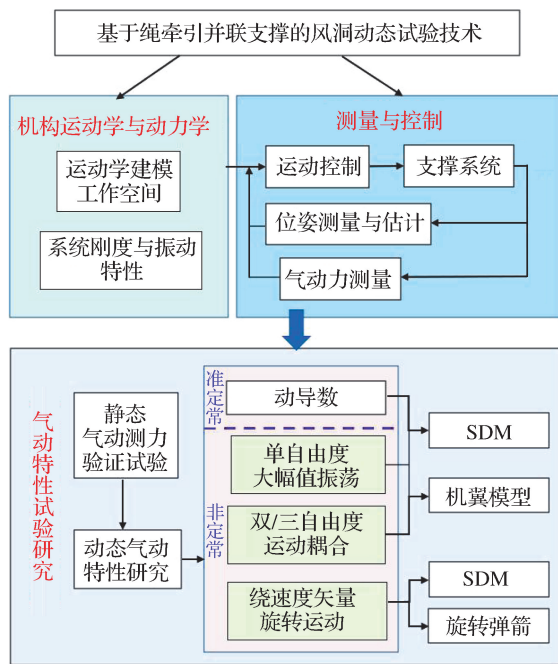
图 3 绳牵引并联支撑战斗机模型<sup>[20]</sup>

Fig. 3 Wire-driven parallel suspended fighter model<sup>[20]</sup>

的特性,并结合主动流动控制技术进行实验验证<sup>[22]</sup>. 韩国科学技术研究院设计了含天平系统的绳牵引并联支撑方式,以 NACA0015 翼型为例,采用运动控制技术在低速风洞中开展了静态气动力测量试验<sup>[23]</sup>. 但上述绳牵引并联支撑的研究还未涉及复杂的多自由度耦合运动,且运动空间相对较小,运动控制性能有待提升.

## 2.2 关键技术阐述

绳牵引并联支撑系统应用于气动试验主要是实现飞行器模型的单/多自由度运动,以满足典型动态试验的要求,如动导数试验、旋转弹箭、大迎角大幅值振荡试验等复杂运动. 为具备高精度运动与试验测量的能力,绳牵引并联支撑系统需要攻克诸多关键技术(图 4),通过对系统运动学与动力学建模分析,设计运动规律,通过位姿测量为飞行器模型控制提供输入形成闭环,提高系统的精度与鲁棒性;进而开展风洞气动测量试验,进行复杂运动气动特性研究.



SDM:标准动态模型.

图 4 绳牵引并联支撑技术框架

Fig. 4 Frame of wire-driven parallel suspension technologies

### 2.2.1 运动学建模

绳牵引并联支撑系统运动学建模关键是构建绳长与飞行器模型位姿之间的几何关系. 考虑绳牵引并联支撑在风洞试验中的应用特点,为提高运动学模型的精确性,需具体分析绳与滑轮连接点的时变特性对绳长、模型位姿的影响. 此外,分析和优化有效工作空

间,避免绳索虚牵,以及绳索与飞行器模型之间发生干涉,是进行风洞静态/动态试验的前提. 整体而言,有效工作空间必须满足以下两个条件. 1) 力封闭条件,即同时满足受力平衡与绳拉力大于 0,具体描述为  $\sum_{i=1}^m t_i \cdot J_i + W = 0, \exists t_i > 0$ , 式中  $t_i$  为第  $i$  根绳的拉力,  $J_i$  是雅克比矩阵  $J$  的列矢量,  $W$  表示外力. 2) 几何干涉约束条件,具体包括绳与绳之间的最短距离大于某设定值,以及绳与飞行器模型之间的夹角大于某临界值.

基于力封闭和几何干涉约束条件,根据凸集理论,将凸锥的定义推广至多维空间,可计算得到支撑系统的工作空间,即在满足模型所受合力为零且每根绳的拉力均大于零的条件下,去除几何干涉情况. 具体可以采用超平面矢量投影法或雅克比矩阵零空间法进行求解<sup>[24]</sup>. 此外,根据复杂动态试验的实际要求,如大迎角大幅值、多自由度耦合机动等,可以改变绳牵引布局方案,有效改进飞行器模型的运动空间.

### 2.2.2 系统刚度与振动特性

绳牵引并联支撑系统的刚度与振动特性是设计过程中必须要考虑的问题. 支撑系统的静力学方程可表示为

$$W + J^T T = 0, \tag{1}$$

式中,  $T = (t_i)$ , 为绳拉力矢量. 对上式进行变分,可推导得出系统的刚度矩阵  $K$  为

$$K = G(u, T) + J^T K_s J, \tag{2}$$

式中:  $G(u, T)$  为雅克比矩阵求导项;  $u$  为绳长单位矢量,与飞行器模型位姿有关;  $K_s$  为绳的抗拉刚度,与绳的弹性模量有关. 由此式可知,系统刚度矩阵不仅取决于牵引绳的拉力与抗拉刚度,还与支撑系统的设计参数,包括牵引绳的几何布局、飞行器模型的运动位姿等参数有关. 目前,大多研究聚焦系统的静刚度. 结合机构布局与绳拉力等参数的优化,对系统动刚度的分析仍将继续关注.

进一步,考虑系统的无阻尼固有频率,可根据下式求得

$$\| K - \omega^2 M \| = 0, \tag{3}$$

式中,  $\omega$  为系统固有频率,  $M$  为系统惯性矩阵. 文献<sup>[25]</sup>以尖锥标模为例,分别针对悬臂梁式弯刀支撑和绳牵引并联支撑进行了刚度与固有频率分析,结果显示绳牵引并联支撑一阶固有频率为 7.26 Hz,高于弯刀支撑的 1.25 Hz,显示出更好的结构振动特性.

### 2.2.3 动力学建模与运动控制

与风洞试验传统硬式支撑机构及其运动控制相

比,绳牵引并联支撑是复杂的强耦合、多输入多输出、非线性时变系统,还需考虑绳索弹性变形及绳拉力约束等影响,这对动力学建模与高精度运动控制提出了更高要求.基于牛顿-欧拉法,可以构建系统动力学模型,其矩阵形式可表示为

$$M(X)\ddot{X} + N(X, \dot{X}) - w_g - w_c = -J^T T, \quad (4)$$

式中: $X$ 为飞行器模型位姿矢量, $\dot{X}$ 为速度矢量, $\ddot{X}$ 为加速度矢量; $M(X)$ 为飞行器模型的惯性矩阵; $N(X, \dot{X})$ 为非线性柯氏离心力矩阵; $w_g$ 为重力向量; $w_c$ 为飞行器模型所受的空气动力载荷.

基于上式,可以进行系统动力学分析与控制研究,控制策略通常可以分为两类:一类为半闭环控制,其被控量为绳索的长度或驱动电机的转角;另一类为全闭环控制,其被控量为模型位姿.在飞机模型高动态变化下,非线性动力学特性表现更突出,运动学控制器不能满足性能需要.此外,在控制器设计时应同时考虑绳索张力变化,并结合位姿进行控制.尤其在试验来流作用下,应避免飞行器模型运动过程中牵引绳松弛发生“虚牵”现象,否则将严重影响气动参数的测量结果.同时,系统运动学参数如绳索与滑轮接触点位置变化、绳索弹性对计算长度的影响等都会引起雅克比矩阵的不确定性,将导致系统鲁棒性能变差.因此,设计具有鲁棒性且考虑系统动力学特性的力位混合控制器是关键<sup>[26]</sup>.

### 2.2.4 气动力测量

常规风洞试验的目的是获得飞行器模型的空气动力载荷,通常采用六分量天平直接测量作用在模型上的力和力矩.针对绳牵引并联支撑在风洞试验中的应用,测量气动力的关键是进行内置六分量天平与飞机模型的一体化结构设计.文献[27]提出“模型-天平-支杆”一体化设计方案,如图 5 所示,包括 SDM、天平、套筒和支杆等组件,天平两端分别固连前锥套和后锥

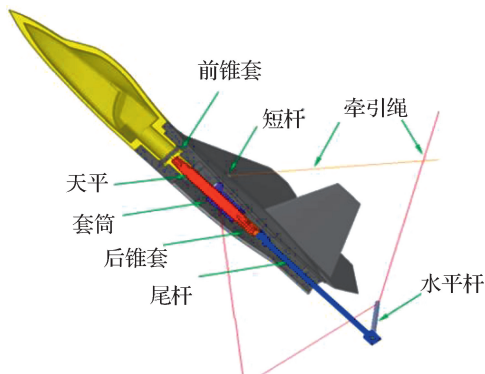


图 5 “模型-天平-支杆”一体化设计方案<sup>[27]</sup>

套,前锥套固连于模型,后锥套固连于套筒;支杆也固连于套筒,用于连接绳索.套筒、支杆与模型之间无接触,模型仅通过前锥套与天平接触固连,使得天平所测得的载荷即为模型传递的载荷,与套筒、支杆无关.此外,针对绳索对流场干扰问题,文献[28]重点分析了绳牵引并联支撑应用于高速来流条件下的气动干扰特性,包括不同马赫数、不同迎角,以及绳索直径、牵引点位置和布局方式等,结果表明绳牵引支撑具有较小干扰和较好的稳定性.

除内式六分量天平测量方法,鉴于绳牵引并联支撑的特点,基于系统静力平衡方程,可以通过吹风前后绳拉力的变化解算飞行器模型受到的气动力及力矩,具体可以表示为

$$\begin{bmatrix} F_c \\ M_c \end{bmatrix} = J^T (T_w - T_0) = [F_{cx} \ F_{cy} \ F_{cz} \ M_{cx} \ M_{cy} \ M_{cz}]^T, \quad (5)$$

式中: $F_c$ 、 $M_c$ 分别表示模型在吹风试验时所受的气动力和气动扭矩; $T_0$ 和 $T_w$ 为吹风前后绳牵引的拉力矢量;模型所受的阻力、侧向力及升力分别为 $F_{cx}$ 、 $F_{cy}$ 、 $F_{cz}$ ;流场作用在模型上的滚转力矩、俯仰力矩及偏航力矩分别表示为 $M_{cx}$ 、 $M_{cy}$ 、 $M_{cz}$ .文献[29-30]已采用上述方法通过实验验证得到气动力参数,结果显示是合理正确的.

此外,文献[31]进一步提出,在进行风洞动态试验时,基于系统动力学方程,气动力参数可由下式求解:

$$\begin{bmatrix} F_c \\ M_c \end{bmatrix} = J^T \Delta T - M(X)\ddot{X} - N(X, \dot{X}), \quad (6)$$

式中, $M(X)\ddot{X}$ 与 $N(X, \dot{X})$ 分别是惯性项与柯氏力项, $\Delta T$ 为吹风前后的绳拉力变化.考虑到拉力传感器测量值与近模型端实际值之间存在误差,还需进一步去除模型运动导致的绳索惯性力,来流对绳索的干扰力,以及滑轮对绳索的摩擦力等.

## 3 绳牵引并联支撑系统的气动试验研究进展

本研究团队长期开展绳牵引并联支撑技术在风洞试验中的创新应用研究,在绳牵引支撑技术、风洞动态试验和非定常气动研究方面,积累了一定的理论研究成果与丰富的实验经验<sup>[32-54]</sup>.

项目组先后建立三代原理样机,即绳牵引并联机器人(wire-drive parallel robot, WDPR)支撑系统,如图 6 所示,并采用类 F-16 和类 F-22 两种不同的 SDM,通过设计连接方式,用内置六分量天平测力,先

后多次在不同风洞单位开展低速试验,完成常规气动测力、动导数、大幅值单/双自由度振荡,以及初步的多自由度动态试验.

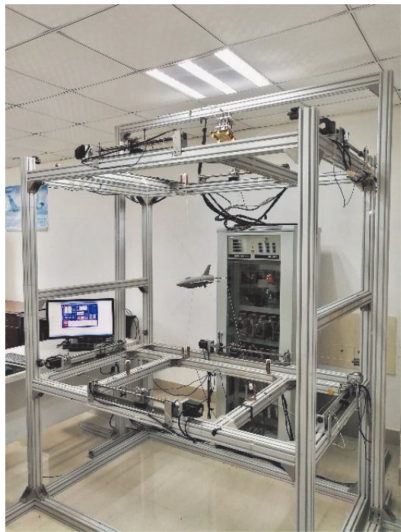


图 6 绳牵引支撑系统原理样机

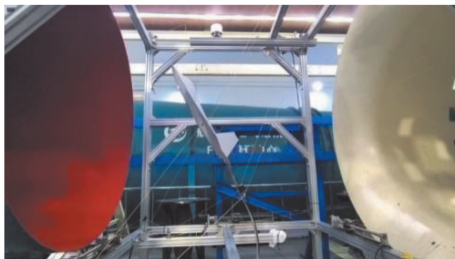
Fig. 6 Prototype of wire-driven suspension system

### 3.1 静态试验验证

静态试验也可称为常规试验,可用来进行有效性验证.对比常规弯刀支撑[图 7(a)]和新型绳牵引并联支撑[图 7(b)]的飞机模型的静态重复性试验结果,发现两者具有非常好的一致性,表明绳牵引并联支撑方式具有很好的可行性和有效性.比如,采用 SDM,风



(a) 弯刀支撑方式



(b) 大迎角绳系支撑

图 7 不同支撑方式的风洞试验

Fig. 7 Wind tunnel tests with different suspension methods

速 30 m/s,偏航角为 0°,两种支撑方式的升力系数  $C_L$  的七次重复性试验结果如图 8 所示,两种支撑方式下  $C_L$  的最大均方差分别为 1.35%和 1.16%,线性度、最大升力系数迎角等关键参数也一致.

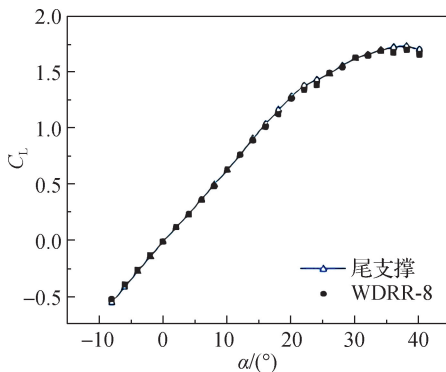


图 8 升力特性曲线对比<sup>[45]</sup>

Fig. 8 Comparison of lift characteristics curves<sup>[45]</sup>

### 3.2 复杂动态气动试验研究

静态试验气动参数对比分析充分验证了绳牵引支撑的有效性,本节将重点介绍开展的一系列单、多自由度耦合振荡及特殊复杂动态非定常试验气动研究.

#### 3.2.1 单自由度俯仰振荡试验

针对典型单自由度俯仰振荡试验,模型常做简谐运动:

$$\alpha = \alpha_0 + A\sin(2\pi ft), \tag{7}$$

式中,  $f$  为振荡频率,  $A$  为振荡幅值,  $\alpha_0$  为振荡中心角,  $\alpha$  为振荡相位角. 定义模型做俯仰振荡运动的减缩频率  $\kappa$  为

$$\kappa = \omega c_A / V_0, \tag{8}$$

式中,  $\omega = 2\pi f$  为振荡圆频率,  $c_A$  为试验模型平均气动弦长,  $V_0$  为试验段来流速度.

以 SDM 为例,在开口式低速直流风洞中进行了俯仰振荡气动力测量试验研究,将杆式六分量应变天平内置于模型中,实现了气动力和力矩的直接测量;利用绳拉力信号连接风洞数据采集系统,实现气动力、位姿测量和绳拉力的同步采集;通过傅里叶变换对 3 种信号进行频谱分析,得到位姿信号与气动力信号的相位差,进而获得气动参数.

图 9 为  $A=5^\circ, V_0=20$  m/s 时,  $\kappa$  分别为 0.026 9 和 0.053 8(振荡频率分别为 0.34 Hz 和 0.68 Hz) 得到的单自由度俯仰振荡结果. 图 9 中的升力系数  $C_L$  曲线呈现出明显的迟滞效应现象,整条曲线为非定常迟滞环串接曲线. 这种典型的非定常气动现象是因为当模

型上仰时,涡破裂推迟导致产生气动力载荷增大;而在下俯过程中,则是由机翼前缘涡的再附推迟引起气动力载荷量减小,因此在一个局部振荡运动过程中升力系数出现迟滞环.从图中可知,升力系数的动态测试结果曲线与静态试验曲线走势的一致性较好,而且

各平衡角阶梯下的升力系数迟滞环首尾相连.图 9(b)为振荡平衡角  $\alpha_0=0^\circ$  时的非定常迟滞环放大图.可以看出,非定常迟滞环面积随频率增大而增大的现象,说明基于八绳牵引并联机器人(WDPR-8)支撑系统得到的单自由度俯仰振荡试验结果是有效的.

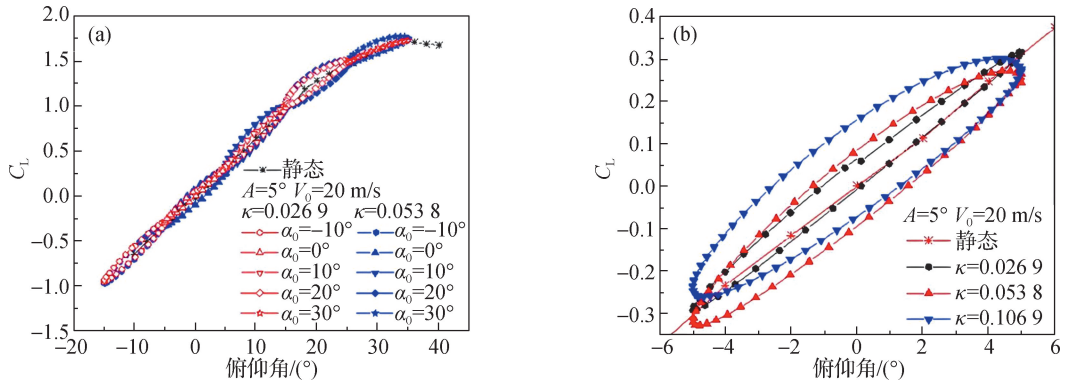


图 9 不同中心角和频率的俯仰振荡升力曲线<sup>[45]</sup>

Fig. 9 Pitch oscillation lift curves at various central angles and frequencies<sup>[45]</sup>

此外,基于小幅值单自由度振荡试验运动和气动测量数据,利用相位差可以进一步获取动导数等关键动态参数.绳牵引支撑与传统尾式支撑的俯仰组合动导数结果对比如图 10 所示,其中 TPI(Turbomachinery and Propulsion Institute)、AWT(Ankara Wind Tunnel)与 NAE(National Aeronautical Establishment)均为国外相关研究单位动导数试验结果<sup>[46]</sup>.由图可知,绳牵引支撑的俯仰阻尼导数( $C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$ )与参考文献结果均为负值,曲线的变化规律也基本相同,证明了以 WDPR-8 为模型支撑进行动导数试验的可行性.

航角幅值  $15^\circ$ ,滚转角幅值  $12^\circ$ ,频率均为 0.6 Hz,分别进行单独的偏航振荡和滚转振荡(yaw & roll)以及偏航滚转耦合(yaw+roll)振荡试验,结果如图 11,气动特性符合实际物理意义.分析可知,耦合运动的偏航力矩系数  $C_n$  与滚转力矩系数  $C_l$  在数值上并不等于单独运动的简单叠加,说明大迎角非定常振荡试验中

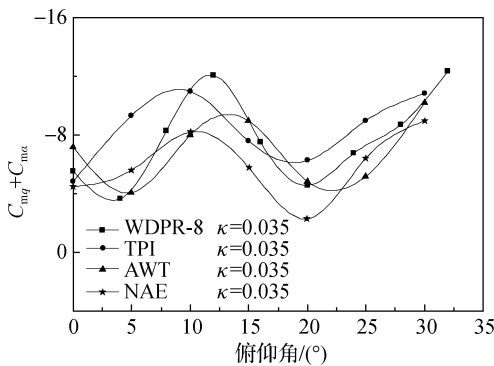
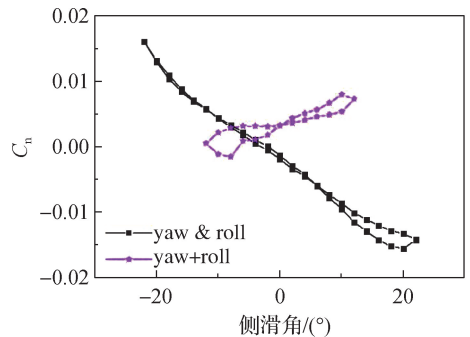


图 10 不同支撑俯仰组合动导数结果对比<sup>[27]</sup>

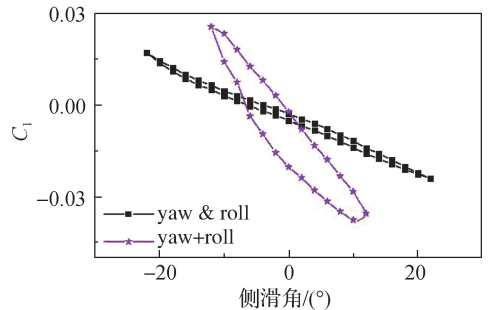
Fig. 10 Comparison of pitch combined dynamic derivatives with different suspension<sup>[27]</sup>

### 3.2.2 双自由度耦合振荡试验

基于 WDPR-8 支撑系统,开展了大迎角下的偏航与滚转耦合振荡试验<sup>[47]</sup>.当模型支撑迎角为  $40^\circ$  时,偏



(a) 偏航力矩系数  $C_n$



(b) 滚转力矩系数  $C_l$

图 11 单独偏航/滚转与耦合振荡试验结果对比<sup>[47]</sup>

Fig. 11 Comparison of single yaw/roll and coupled oscillation tests results<sup>[47]</sup>

存在较强的耦合效应,复杂的运动结果不可以用简单的运动进行线性叠加.

### 3.2.3 多自由度耦合动态试验及气动特性

由 3.2.2 节的气动结果可知,双/三自由度耦合的气动特性不能简单地视为单自由度气动数据的线性叠加,若对比三自由度(滚转+俯仰+偏航)与单自由度(俯仰)、双自由度(俯仰+偏航)/(俯仰+滚转),不同自由度运动呈现出不同的迟滞特性.

图 12(a)显示相同中心迎角下,不同幅值、不同频率时俯仰+滚转+偏航三自由度低速风洞试验的气动特性参数,这里以俯仰力矩系数为例.对于相同幅值,随着频率的增加,迟滞环面积明显增大,非定常效应更加突出;类似地,对于相同频率,幅值的增加也体现出迟滞环的包络面积增大.进一步开展不同频率比时的多自由度耦合振荡试验,图 12(b)显示三自由度耦合运动,其中俯仰、滚转和偏航的振荡频率分别为 0.1, 0.2 和 0.2 Hz,振荡幅值均为 5°,俯仰中心角为 30°,此时迟滞环形状发生变化,表明振荡频率不同时,将会产生更复杂的动态运动及气动特性.

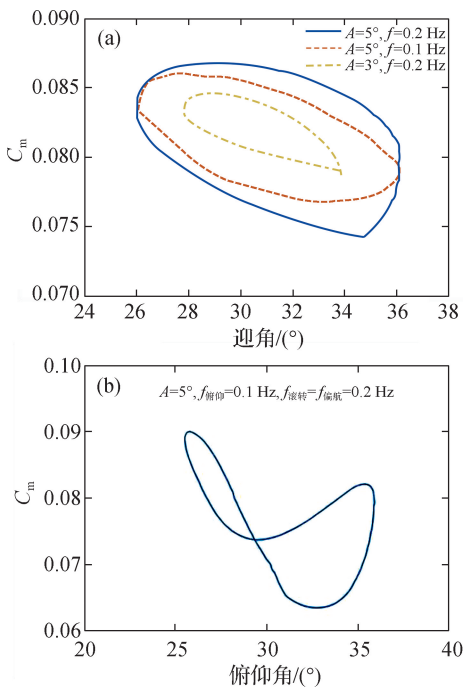


图 12 三自由度耦合不同参数时的气动系数<sup>[48]</sup>

Fig. 12 Aerodynamic coefficients of three-DOF coupled motion with different parameters<sup>[48]</sup>

由上述分析可知,三/四自由度耦合运动试验展现出更复杂的气动特性,频率比不等于 1 时,迟滞环特性发生明显变化;通过绳牵引支撑获得的大迎角多自由度动态气动试验数据,可以为后续非定常气动力

建模,以及气动运动耦合特性研究提供支撑.大迎角机动过程中的多自由度耦合动态气动特性对于非定常气动力的建模、飞行器动稳定性的预测以及控制律的设计与验证至关重要,后续还需深入开展多参数情况下的气动特性研究,并结合流场测量深入探究流动机理以及运动气动耦合机制.

### 3.2.4 绕速度矢量旋转运动试验及气动特性

绕速度矢量旋转运动的风洞试验是研究战斗机尾旋和大迎角复杂机动特性的一种重要的手段.基于绳牵引并联支撑所设计的绕速度矢量旋转运动方法,本课题组开展了低速风洞试验研究,其中定旋转角运动完成了 10°、20°、30°不同初始迎角、多组运动圆锥角以及 0.5 π/s、π/s、2 π/s 等多组旋转角速度运动,并对气动特性进行了分析<sup>[49]</sup>.

飞机模型绕速度矢量旋转运动时,机体纵轴扫过的面为一个圆锥面.定旋转角速度运动中,给定圆锥运动的角度参数为:δ=15°,ζ=0.2πt rad/s,结合运动几何关系式便可以确定模型整个运动过程中的姿态角变化规律,图 13 为飞机模型定旋转角运动过程中的运动时序图.

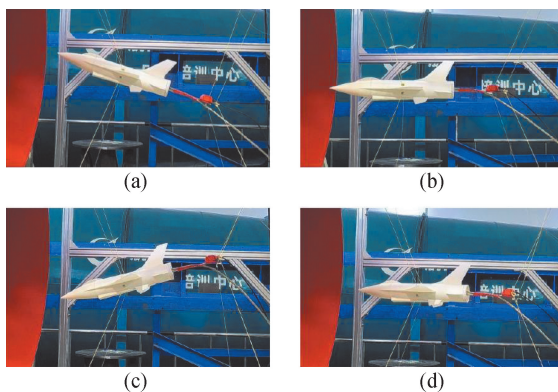


图 13 飞机模型运动时序

Fig. 13 Motion timing of SDM

通过伺服电机编码器测量转角,并经由运动学正解可得飞机模型的姿态角,进而得到气流角变化.如图 14 所示,可知迎角和侧滑角的运动幅值为 15°时,跟踪的绝对误差不超过 0.06°.根据定旋转角运动特点,绘制气动力系数与对应姿态角的部分变化曲线如图 15 所示.升力系数随姿态角变化的曲线完整且能够形成闭环,均发生了明显的气动迟滞现象.旋转天平试验最关注的是模型在圆锥运动状态下的横航向气动系数.本课题组分析了不同运动参数对各项气动系数的影响,发现随着半锥角的增加,气动系数的幅值显著增大,能够完全包络较小半锥角的气动系数;

气动力系数随运动频率的增加表现出更加明显的迟滞效应。同时,风洞试验数据分析结果表明,采用绳牵引并联支撑机构可以实现对战斗机绕速度矢量旋转运动的有效模拟。除了定旋转角速度运动,后续根据运动规律,可进一步设计定气流角旋转运动,探究不同迎角下气动系数的迟滞变化规律。

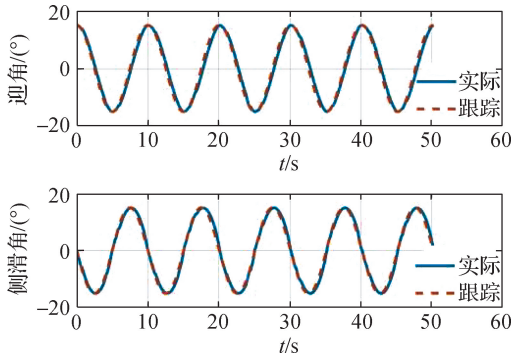


图 14 气流角跟踪曲线

Fig. 14 Tracking curves of airflow angles

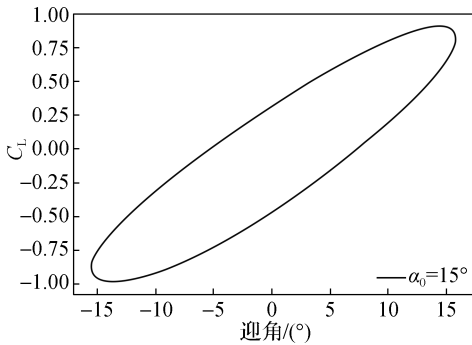


图 15 升力系数随迎角的变化<sup>[49]</sup>

Fig. 15 Lift coefficient variation with angle of attack<sup>[49]</sup>

### 3.2.5 旋转弹箭悬挂支撑设计及其风洞试验

旋转弹箭在飞行中同时存在进动、章动和自旋等多种角运动相互耦合,其复杂的运动特性如图 16 所示<sup>[54]</sup>。传统的风洞试验硬式支撑方式难以实现如此多自由度相互耦合的运动模式。目前尚未见有同时实现进动、章动和自旋相互耦合的旋转弹箭风洞试验的研究。

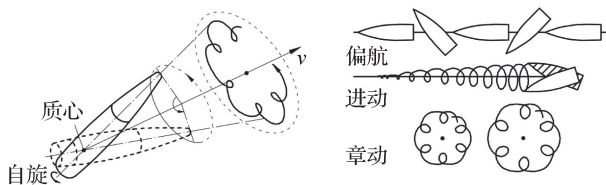


图 16 旋转弹箭复杂耦合运动<sup>[54]</sup>

Fig. 16 Complex coupled motion of the spinning projectile<sup>[54]</sup>

本课题组为了满足旋转弹箭耦合运动的风洞试验需求,提出了基于 WDPR 的旋转弹箭风洞试验模型悬挂支撑方案,并在理论方面开展了深入的研究工作<sup>[54]</sup>。首先,基于 WDPR 技术,设计了一种能同时实现进动、章动和自旋耦合运动的旋转弹箭风洞试验悬挂支撑机构。图 17 为弹箭模型的简化结构及支撑方案。

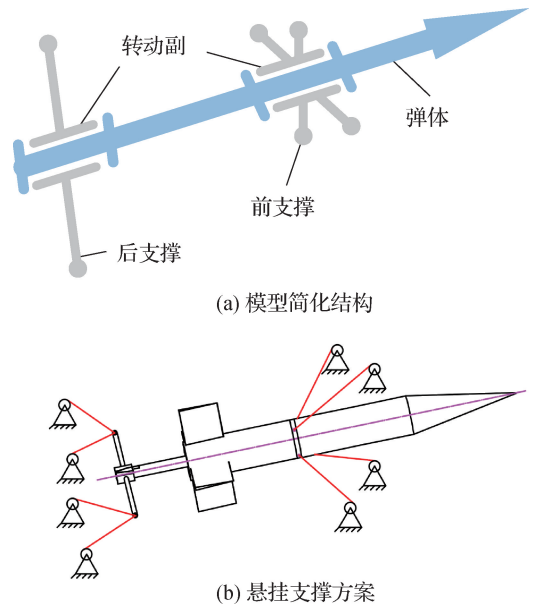


图 17 旋转弹箭模型简化结构及悬挂支撑方案<sup>[54]</sup>

Fig. 17 Simplified structure of the spinning projectile model and suspension support scheme<sup>[54]</sup>

然后,在建立旋转弹箭耦合运动轨迹的数学模型和悬挂支撑机构运动学模型的基础上,开发了旋转弹箭风洞试验系统。并将该系统搭建于西安现代控制技术研究所的 CG-01 高速风洞内,开展了旋转弹箭模型的静态迎角重复性试验,并首次实现了进动、章动及自旋三种角运动相互耦合运动的动态试验。试验模型在风洞内的悬挂安装效果如图 18 所示。



图 18 试验段绳牵引支撑旋转弹箭模型

Fig. 18 Spinning projectile model suspended in the wind tunnel test section

通过高速风洞吹风试验,得到静态迎角重复性试验中的俯仰力矩系数  $C_m$  及法向力系数  $C_N$  随迎角的变化曲线,并与参考文献[55-56]中的美国阿诺德工程发展中心(AEDC)和美国海军军械(NAVORD)数据进行比较,如图 19 所示,其中试验 1~5 为重复性试验, $M$  为马赫数, $CG$  为质心相对位置(长细比为 10). 尽管绳牵引支撑的风洞试验条件与参考文献中有所差别,但试验结果表明,无论是数据的量级还是变化趋势上,静态试验结果与参考文献的数据都具有良好的吻合度,证明采用 WDPR 作为弹箭模型的风洞试验支撑是可行的.

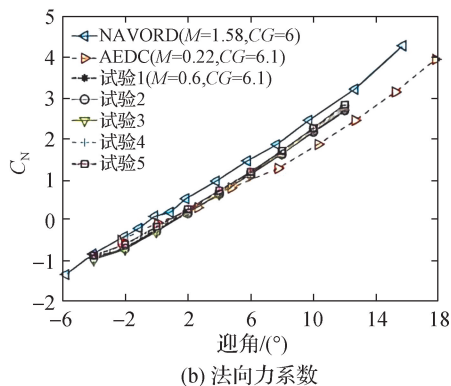
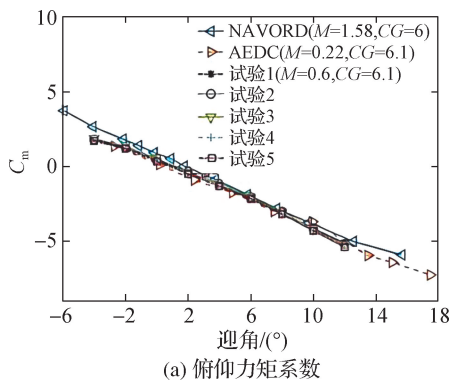


图 19 旋转弹箭静态重复性试验结果  
Fig. 19 Results of static repetition tests for the spinning projectile model

此外,还得到了一系列的耦合运动试验结果,以其中一组试验为例,其气动系数变化如图 20 所示. 其中的横坐标  $\zeta$  为攻角平面绕速度矢量轴转过的角度,称为进动角或锥动角. 可见,耦合运动过程中,面内力矩系数,即俯仰力矩系数  $C_m$  的曲线具有低频振荡与高频振荡相互叠加特性. 面外力矩系数,即偏航力矩系数  $C_n$  的曲线在零均值附近高频振荡,并出现类似“拍振”的特征. 在两个进动周期上各对应相位点上的气动系数基本相同,表明该支撑系统用于旋转弹箭耦合运动风洞试验具有良好的动态可重复性和可信度.

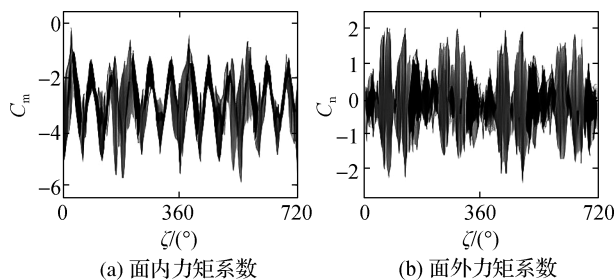


图 20 旋转弹箭模型耦合运动风洞试验结果  
Fig. 20 Wind tunnel test results of coupled motion for the spinning projectile model

上述研究表明,绳牵引并联支撑系统能够实现旋转弹箭的多角自由度耦合运动,通过进动、章动和自旋三种角运动相互耦合的旋转弹箭风洞试验,所获得的动态信号初步反映了旋转弹箭模型气动特性的复杂性,后续将进一步揭示旋转耦合运动气动特性及其规律.

### 3.2.6 绳牵引支撑机翼模型气动试验

文献[57]基于绳牵引并联支撑机构,开展机翼模型的多自由度风洞动态试验(图 21),基于绳拉力解算气动方式,通过对比不同自由度试验结果,定性分析运动对翼型/机翼动态失速气动表现的影响. 其中,以俯仰-浮沉-摆振三自由度为例,选取频率为 0.5 Hz,控制规律为  $x = 15\sin(\pi t)$ ,  $z = 10\sin(\pi t)$ ,  $\theta = 15 - 10\sin(\pi t)$ . 为了更好体现三自由度特性,加入单自由度(单独俯仰振荡)、双自由度(俯仰-浮沉)的试验结果进行对比(图 22). 三种不同自由度运动均表现出倒 8 字交叉型迟滞环,三自由度耦合迟滞面积最大,运动中,其升力系数极值相较两自由度运动有所下降,表明来流方向的模型振荡减轻了失速情况. 后续将结合流场结构的数值模拟或试验测量,进一步从流动机理角度摸清耦合运动的作用机制.

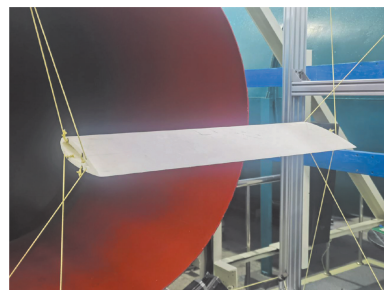


图 21 绳牵引支撑翼型气动试验<sup>[57]</sup>  
Fig. 21 Airfoil aerodynamic test with wire-driven suspension<sup>[57]</sup>

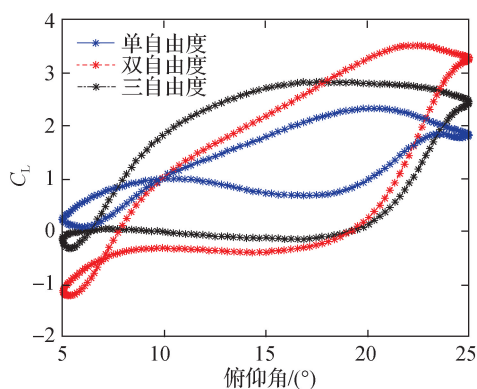


图 22 单/双/三自由度耦合运动升力系数对比<sup>[57]</sup>

Fig. 22 Comparison of lift coefficients in single, double, and three-DOF coupled motions<sup>[57]</sup>

## 4 总 结

鉴于绳牵引并联支撑具有结构简单、研制成本低、可重构性强、响应速度快的优点,既可以采用一套支撑进行多种动态试验,提高飞行器的研制效率等优势,又可以通过深入开展布局优化设计,以适应多种不同构型的飞行器模型.结合智能化控制技术进行多/六自由度耦合运动,亦可通过冗余约束或欠约束调整,实现强迫或自由运动,进而开展复杂动态气动特性研究,虚拟飞行试验或全模颤振气动弹性试验研究等.

绳牵引并联支撑可以作为复杂动态试验平台的有效补充,用于支持建立丰富的风洞动态试验数据库,进一步结合流场测量、显示技术,深入挖掘流动机理;也可以作为流场移动测量平台,尤其适用于大尺寸风洞流场品质的测定;还可以作为验证平台,为流动控制技术与矢量推力技术等提供支持.此外,目前绳牵引支撑技术应用于低速风洞静态、动态气动试验方面被证明是有效可行的,但其在高速甚至高超声速风洞试验中的应用还需进一步验证.

总而言之,绳牵引并联支撑技术有望进一步扩展风洞动态试验能力,提高风洞试验的运行效率,提升风洞装备水平.

## 参考文献:

[1] 何开锋,刘刚,毛仲君,等.先进战斗机过失速机动模型飞行试验技术[J].空气动力学学报,2020,38(1):9-20.  
 [2] POTT A, TEMPEL P, VERL A, et al. Design, implementation and long-term running experiences of the cable-driven parallel robot CaRo printer [C] // International

Conference on Cable-Driven Parallel Robots. Cham: Springer, 2019: 379-390.

- [3] ZHANG Z, SHAO Z, WANG L. Optimization and implementation of a high-speed 3-DOFs translational cable-driven parallel robot [J]. Mechanism and Machine Theory, 2020, 145: 103693.  
 [4] 王晓光,林麒.风洞试验绳牵引并联支撑技术研究进展 [J].航空学报,2018,39(10):6-25.  
 [5] LUTZE F, FAN Y, STAGG G. Multiaxis unsteady aerodynamic characteristics of an aircraft [C] // Atmospheric Flight Mechanics Conference. Portland: AIAA, 1999: AIAA99-4011.  
 [6] KAY J. Acquiring and modeling unsteady aerodynamic characteristics [C] // Atmospheric Flight Mechanics Conference. Denver: AIAA, 2000: AIAA-2000-3907.  
 [7] SOHI N P. Modeling of spin modes of supersonic aircraft in horizontal wind tunnel [C] // International Congress of the Aeronautical Sciences. Yokohama: ICAS, 2004: 1-9.  
 [8] SIDORYUK M E, KHRABROV A N, MUKHANOV T G, et al. Validation of control laws at high angles of attack using three-degree-of-freedom dynamic rig in wind tunnel [J]. IFAC-Papers OnLine, 2019, 52(12): 526-531.  
 [9] GONG Z, ARAUJO E S, LOWENBERG M H, et al. Experimental investigation of aerodynamic hysteresis using a five-degree-of-freedom wind-tunnel maneuver rig [J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(3): 1029-1039.  
 [10] VICROY D D, HUBER K C, SCHUTTE A, et al. Experimental investigations of a generic swept unmanned combat air vehicle with controls [J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(2): 475-501.  
 [11] JACKSON E B, BUTTRILL C W. Control laws for a wind tunnel free-flight study of a blended-wing-body aircraft [R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 2006.  
 [12] LIU Z T, SUN H S, NIE B W, et al. Overview of dynamic test techniques at low speed aerodynamics institute, CARDC [C] // International Congress of the Aeronautical Sciences. Belo Horizonte: ICAS, 2018: 1349-1355.  
 [13] 吴金华,孙海生,沈志洪,等.旋转流场下的振荡动导数试验技术研究 [J].实验流体力学,2014,28(4):54-58.  
 [14] 谢志江,孙小勇,孙海生,等.低速风洞动态试验的高速并联机构设计及动力学分析 [J].航空学报,2013,34(3):487-494.  
 [15] 刘春明,赵志军,卜忱,等.低速风洞双自由度大幅振荡试验技术 [J].航空学报,2016,37(8):2417-2425.  
 [16] 高剑军,卜忱,杜希奇.旋转流场下模型大幅俯仰运动实验研究 [J].实验力学,2010,25(2):207-211.

- [17] SHEN L, HUANG D, WU G X. Experimental investigation of yawing-rolling coupling effects on unsteady aerodynamic characteristics of an aircraft[J]. *Modern Physics Letters B*, 2018, 32(12):1840033.
- [18] 魏德宸, 史志伟, 耿玺, 等. 鸭式布局飞行器的翼体摇滚特性风洞试验[J]. *航空学报*, 2016, 37(10):3003-3010.
- [19] 徐思文, 邓学莹, 王延奎. 攻角拉起时前体非对称涡诱导机翼摇滚运动[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(11):2078-2084.
- [20] LAFOURCADE P. Study of parallel manipulators with cables, design of an active suspension for wind tunnel [D]. Paris: ENSAE, 2004:22-29.
- [21] BRUCKMANN T, HILLER M, SCHRAMM D. An active suspension system for simulation of ship maneuvers in wind tunnels[M]//*New trends in mechanism science*. Netherlands: Springer, 2010:537-544.
- [22] LAMBERT T J, VUKASINOVIC B, GLEZER A. Aerodynamic flow control of axisymmetric bluff body by coupled wake interactions[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(8):2992-3007.
- [23] PARK K Y, SUNG Y H, HAN J H. Development of a cable suspension and balance system and its novel calibration methods for effective wind tunnel tests[J]. *Measurement*, 2021(170):108717.
- [24] NGUYEN D Q, GOUTTEFARDE M. On the improvement of cable collision detection algorithms [M] // *Cable-driven parallel robots*. Berlin: Springer, 2015:29-40.
- [25] 胡正红, 彭苗娇, 冀洋锋, 等. 高超声速风洞 W DPR 支撑尖锥模型应用可行性分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(11):2293-2301.
- [26] LIU J, WANG X G, WANG Y Q, et al. Continuous terminal sliding mode control of a 6-DOF wire-driven parallel robot[C]//*International Conference on Robot and Biomimetics*. Macao: IEEE 2017:1757-1762.
- [27] 冀洋锋, 林麒, 胡正红, 等. 基于绳系并联机器人支撑系统的 SDM 标模动导数试验可行性研究[J]. *航空学报*, 2017, 38(11):110-122.
- [28] 王晓光, 卜凡楠, 陈恒通, 等. 绳牵引并联支撑弹箭模型气动干扰特性分析[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2022, 43(3):407-413.
- [29] XIAO Y W, LIN Q, ZHENG Y Q, et al. Model aerodynamic tests with a wire-driven parallel suspension system in low-speed wind tunnel[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23(4):393-400.
- [30] LAMBERT T J, VUKASINOVIC B, GLEZER A. A six degrees of freedom dynamic wire-driven traverse[J]. *Aerospace*, 2016, 3(2):11.
- [31] WANG X G, PENG M, HU Z, et al. Feasibility investigation of large-scale model suspended by cable-driven parallel robot in hypersonic wind tunnel test[J]. Part G: *Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 231(13):2375-2383.
- [32] 周凡桂, 王晓光, 高忠信, 等. 双目视觉绳系支撑飞行器模型位姿动态测量[J]. *航空学报*, 2019, 40(12):44-54.
- [33] 刘骏, 王晓光, 王宇奇, 等. 风洞试验绳牵引并联支撑系统自适应滑模控制[J]. *控制理论与应用*, 2019, 36(9):1477-1485.
- [34] 王晓光, 吴军, 林麒. 欠约束绳牵引并联支撑系统运动学分析与鲁棒控制[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2021, 61(3):193-201.
- [35] 高忠信, 王晓光, 吴军, 等. 基于刚度优化的绳牵引并联支撑系统力/位混合控制[J]. *航空学报*, 2021, 42(7):324373.
- [36] WANG W P, WANG X G, SHEN C L, et al. Reinforcement learning-based composite controller for cable-driven parallel suspension system at high angles of attack[J]. *IEEE Access*, 2022, 10:36373-36384.
- [37] 陈恒通, 王晓光, 江海龙, 等. 两种典型六自由度支撑机构大迎角运动特性分析与对比[J]. *中国机械工程*, 2023, 34(6):641-649.
- [38] 王家骏, 王晓光, 沈楚伦, 等. 绳系并联支撑飞机模型绕速度矢量旋转运动设计与模拟[J]. *航空学报*, 2023, 44(17):152-163.
- [39] WANG X G, SHEN C L, JIANG H L, et al. Optimal design and verifications of cable-suspension mechanism for high-angle-of-attack unsteady tests[J]. *Journal of Aircraft*, 2023, 60(6):2017-2023.
- [40] 江海龙, 王晓光, 王家骏, 等. 全模颤振四绳支撑系统运动特性与稳定性[J]. *清华大学学报*, 2023, 63(11):1856-1867.
- [41] DONG W Z, WANG X G, LIN Q, et al. A weighted feature fusion model for unsteady aerodynamic modeling at high angles of attack[J]. *Aerospace*, 2024, 11(5):339.
- [42] DONG W Z, WANG X G, WANG J J, et al. Complex motion design and control of aircraft model suspended with cable-driven parallel robot at high AoAs[J]. Part G: *Journal of Aerospace Engineering*, 2024, 239(2):167-179.
- [43] 吴惠松, 林麒, 彭苗娇, 等. 低速风洞飞行器模型编队飞行绳系并联支撑机构[J]. *航空学报*, 2019, 40(11):111-124.

- [8] 赵晓慧, 邓小兵, 毛枚良, 等. 高超声速进气道强制转捩流动的大涡模拟[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2445-2453.
- [9] 赵晓慧, 邓小兵, 杨伟, 等. 高速边界层强制转捩流动的大涡模拟[C]//中国力学大会. 上海: 中国力学学会, 2015: 92.
- [10] 张红军, 朱志斌, 尚庆, 等. 锯齿形转捩片触发高超声速进气道边界层转捩的大涡模拟[J]. 航空学报, 2019, 40(10): 94-104.
- [11] 刘海旭, 郑晨炜, 陈林, 等. 可压缩平板边界层转捩的大涡模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(2): 246-251.
- [12] BISEK N J. High-fidelity simulations of the hifire-6 flow path[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting. Washington: AIAA, 2016: 1115.
- [13] ZHOU H, LI X L, QI H, et al. Subgrid-scale model for large-eddy simulation of transition and turbulence in compressible flows[J]. Physics of Fluids, 2019, 31(12): 125118.
- [14] 朱志斌, 冯峰, 沈清. 高超声速椭圆锥边界层横流转捩特性大涡模拟[J]. 气体物理, 2022, 7(3): 60-72.
- [15] 彭子昂, 于勇, 周玲, 等. 攻角对翼身组合体边界层转捩及气动热影响的数值研究[J/OL]. 航空动力学报, 1-16 [2024-09-01]. <http://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230801>.
- [16] 于长平, 李新亮, 齐涵. 可压缩准动态亚格子  $k$  方程大涡模拟模型研究[C]//全国流体力学学术会议. 长沙: 中国力学学会流体力学专业委员会, 2022: 94.
- [17] CHAI X C, MAHESH K. Dynamic-equation model for large-eddy simulation of compressible flows[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2012, 699: 385-413.
- [18] YOON S, JAMESON A. Lower-upper symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal, 1988, 26(9): 1025-1026.
- [19] GEORGIADIS N J, RIZZETA D P, FUREBY C. Large eddy simulation: current capabilities, recommended practices and future research [J]. AIAA Journal, 2010, 48(8): 1772-1784.

(责任编辑:任滢滢)

[上接第 224 页]

- [44] 彭苗娇, 吴惠松, 林麒, 等. 考虑绳阻尼的绳系并联机器人动力学特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2): 304-313.
- [45] 潘家鑫, 林麒, 吴惠松, 等. 基于 WDPR-8 支撑与弯刀尾支撑的风洞对比试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 1038-1048.
- [46] 冀洋锋, 林麒, 彭苗娇, 等. 绳系并联支撑机构的绳迟滞效应及影响实验研究[J]. 工程力学, 2019, 36(11): 212-221.
- [47] 冀洋锋. 绳系并联机器人支撑及相关模型风洞试验问题研究[D]. 厦门: 厦门大学, 2017.
- [48] 韩东博, 王晓光, 董文钊, 等. 绳系支撑飞机模型绕速度矢量旋转运动风洞试验研究[C]//全国流固耦合与非定常流体力学学术会议. 盐城: 中国力学学会流固耦合力学专业委员会, 2024: 104-105.
- [49] 董文钊, 王晓光, 韩东博, 等. 绳系支撑战斗机大迎角多自由度运动试验研究[C]//全国流固耦合与非定常流体力学学术会议. 盐城: 中国力学学会流固耦合力学专业委员会, 2024: 80.
- [50] 柳汀, 林麒, 刘震, 等. 电磁散射测试的可重构绳系并联支撑机构[J]. 航空学报, 2024, 45(2): 213-227.
- [51] 吴惠松, 林麒, 柳汀, 等. 风洞虚拟飞行试验模型绳系并联支撑机构[J]. 航空学报, 2022, 43(8): 314-326.
- [52] 彭苗娇, 王晓光, 林麒. 风洞试验 WDPR 支撑牵引绳与模型耦合振动研究[J]. 振动工程学报, 2017, 30(1): 140-148.
- [53] 林麒, 吴惠松. 用于旋转弹箭模型风洞动态试验的支撑装置和试验系统[P]. 福建省 CN202011041425. 6, 2021-07-09.
- [54] ZHU Z, SHI L, HE C, et al. Construction and kinematic performance analysis of a suspension support for wind tunnel tests of spinning projectiles based on wire-driven parallel robot with kinematic redundancy [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2024, 37(12): 404-415.
- [55] JENKE L M. Experimental roll-damping, Magnus, and static-stability characteristics of two slender missile configurations at high angles of attack (0 to 90 deg) and Mach numbers 0. 2 through 2. 5 [J]. Arnold Air Force Base (TN): Arnold Engineering and Development Center (US), 1976. doi: 10.21236/ada027027.
- [56] SHANTZ I, GROVES R T. Dynamic and static stability measurements of the basic finner at supersonic speeds [J]. Navord Report, 1960, 4516: 0. 5-0. 3.
- [57] 王晓光, 沈楚伦, 韩东博, 等. 绳系并联支撑翼型模型多自由度耦合动态试验研究[C]//第 13 届全国流体力学学术会议. 哈尔滨: 中国力学学会流体力学专业委员会, 2024: 823.

(责任编辑:任滢滢)